

Таблиця 1

Данні вимірювань і розрахунків износу діаметра дисків

Время t, ч	\bar{I} , мм	σ_{II} , мм	p_j	A_j	E_j	$3\sqrt{D(A_j)}$	$5\sqrt{D(E_j)}$
Стендовые испытания							
8	0,20	0,07	24	0,008	0,82	0,04	0,9
16	0,25	0,09	24	0,023	0,76	0,04	0,9
24	0,29	0,13	24	0,127	0,53	0,04	0,9
32	0,30	0,18	24	0,175	0,36	0,04	0,9
Эксплуатационные испытания							
8,2	0,07	0,03	24	0,25	0,37	1,2	2,1
16,4	0,15	0,06	24	0,42	0,39	1,2	2,1
24,7	0,19	0,10	24	0,71	0,43	1,2	2,1
32,5	0,24	0,12	24	0,75	0,51	1,2	2,1

Таблиця 2

Данні вимірювань і розрахунків товщини лезв дисків

Время t, ч	$\Delta \bar{a}$, мм	σ_a , мм	p_j	A_j	E_j	$3\sqrt{D(A_j)}$	$5\sqrt{D(E_j)}$
Стендовые испытания							
8	0,27	0,23	24	0,86	2,49	0,04	1,1
16	0,40	0,25	24	1,32	2,65	0,04	1,1
24	0,55	0,30	24	1,42	2,83	0,04	1,1
32	0,64	0,32	24	1,58	3,28	0,04	1,1
Эксплуатационные испытания							
8,2	0,20	0,17	24	3,55	0,95	1,3	1,8
16,4	0,37	0,32	24	3,92	1,00	1,3	1,8
24,7	0,48	0,37	24	4,44	1,13	1,3	1,8
32,5	0,65	0,43	24	5,22	1,26	1,3	1,8

5. Выводы

Полученные данные позволяют сделать следующие выводы.

1. Изменения параметров дисков сошников как в условиях стендовых, так и эксплуатационных испытаний подчиняются закону нормального распределения. Следовательно, выполняется условие подобия режимов испытаний, поскольку функциональная зависимость между параметрами, полученными при стендовых и эксплуатационных испытаниях, имеет один и тот же вид.

2. На основании полученных данных можно рекомендовать линейную модель ускоренных испытаний для

оценки износостойкости восстановленных различными методами дисков сошников зерновых сеялок, которая позволяет производить пересчет величины износа при стендовых испытаниях на износ в условиях эксплуатации, т. е. оценить ресурс дисков сошников, восстановленных по различным технологиям.

Литература

1. Качинский Н. А. Физика почв [Текст] / Н. А. Качинский. — М. : Высшая школа, 1985. — 224 с.
2. Sach G. Zeitschrift für Metallkunde. — Т. t9, 1987. — 376 p.

УДК 519.876.5

МОДЕЛЮВАННЯ ДЕФОРМОВАНИХ ПРОФІЛІВ ЛОПАТЕЙ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНОГО АГРЕГАТУ

Л. О. Штаєр

Кандидат технічних наук, асистент

Кафедра комп'ютерних технологій в системах управління і автоматики
Івано-Франківський національний технічний університет нафти і газу
вул. Карпатська, 15, м. Івано-Франківськ, Україна, 76019

Контактний тел.: 099-094-16-05

E-mail: lida.shtayer@gmail.com

Розглянуто питання моделювання деформованих профілів елементів конструкції газоперекачувальних агрегатів, що тривалий час перебувають в експлуатації.

Ключові слова: моделювання, профіль лопатей, газоперекачувальний агрегат.

Рассмотрены вопросы моделирования деформированных профилей элементов конструкции газоперекачивающих агрегатов, эксплуатирующихся продолжительное время.

Ключевые слова: моделирование, профиль лопастей, газоперекачивающий агрегат.

The long-term exploited gas pump units constructive elements strained profile modeling question are considered.

Keywords: modeling, blade profile, gas pump.

1. Вступ

Питання оцінки реального технічного стану елементів конструкцій газоперекачувальних агрегатів (ГПА) компресорних станцій, які зазнають дії аеродинамічних

навантажень, залишається актуальним, оскільки на даний момент основним методом такої оцінки є візуальний контроль. В той же час існують методи розрахунку аеродинамічних параметрів крилових профілів (до яких можна віднести досліджувані елементи конструкції ГПА), які

дозволяють встановити залежність між геометрією профілю та вказаними параметрами, до яких слід віднести коефіцієнт індуктивного опору, коефіцієнт підйимальної сили та коефіцієнт оберткового моменту відносно передньої кромки [1].

2. Моделювання деформованих профілів лопатей

При реалізації методу розрахунку плоскопаралельної течії навколо крилового профілю одержується інтегральне рівняння Фредгольма II роду відносно дотичної компоненти швидкості газового потоку до профілю:

$$V_{\theta}(\theta_0) = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} V_{\theta}(\theta) K(\theta; \theta_0) d\theta + 2 \frac{\partial \Phi}{\partial \theta}(\theta_0), \quad (1)$$

де V_{θ} — дотична компоненти швидкості, $K(\theta; \theta_0)$ — ядро інтегрального рівняння, яке обчислюється за формулою:

$$K(\theta; \theta_0) = \frac{(y(\theta) - y(\theta_0))x'(\theta_0) - (x(\theta) - x(\theta_0))y'(\theta_0)}{(y(\theta) - y(\theta_0))^2 + (x(\theta) - x(\theta_0))^2}, \quad (2)$$

де $x(\theta)$; $x(\theta_0)$; $y(\theta)$; $y(\theta_0)$ — відповідні координати точок профілю; $\Phi(\theta)$ — потенціал набігаючого потоку:

$$\Phi(\theta_0) = (x(\theta_0) \cos \alpha + y(\theta_0) \sin \alpha) V_{\infty}, \quad (3)$$

V_{∞} — швидкість незбуреного газового потоку на достатній відстані від профілю, α — кут атаки профілю.

При чисельній реалізації вказаної моделі рівняння (1) з використанням деякого методу чисельного інтегрування [2] зводиться до схеми лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих $V_{\theta}(\theta_i)$ — значень дотичної компоненти швидкості в точках розрахункової сітки θ_i по профілю. При цьому залежності (2) набувають вигляду:

$$K(\theta_i; \theta_j) = \frac{(y_i - y_j)x'_j - (x_i - x_j)y'_j}{(y_i - y_j)^2 + (x_i - x_j)^2}, \quad (4)$$

якщо точки θ_i та θ_j не співпадають, та

$$K(\theta_i; \theta_i) = \frac{1}{2} \frac{x'_i y''_i - y'_i x''_i}{(x'_i)^2 + (y'_i)^2}, \quad (5)$$

якщо $\theta_i = \theta_j$.

Проведено розрахунки для класичних профілів (еліпс, коло), з відомими аеродинамічними параметрами, при цьому для функцій $x(\theta)$ та $y(\theta)$ використовується подання у вигляді:

$$\begin{cases} x(\theta) = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y(\theta) = f(\theta), \end{cases} \quad (6)$$

де $f(\theta)$ — функція, що задає форму профілю. В більшості випадків координати задаються у вигляді співвідношень: $y = f(x)$, тому при знаходженні відповідних похідних в (4) та (5) необхідно використовувати формулу для диференціювання складеної функції:

$$\frac{dy}{d\theta} = \frac{dy}{dx} \frac{dx}{d\theta} = \frac{df}{dx} \frac{dx}{d\theta}. \quad (7)$$

Розглядаються наступні моделі процесу деформування профілю:

I) В процесі експлуатації плавні границі лопаток закруглюються, форма перерізу лопатки стає схожою на

прямокутник. В такому випадку можна використати відому апроксимацію прямокутника строго випуклими фігурами, які описуються залежностями [3]:

$$\frac{x^{2n}}{a^{2n}} + \frac{y^{2n}}{b^{2n}} = 1. \quad (8)$$

При $n=1$ (8) задає еліпс, при $n \rightarrow \infty$ — прямокутник зі сторонами $2a$ та $2b$, в якого точка перетину діагоналей співпадає з початком координат.

Проведено тестові розрахунки при $n=2$:

$$\frac{x^4}{a^4} + \frac{y^4}{b^4} = 1, \quad (9)$$

або, з урахуванням (6),

$$\frac{(x-0,5)^4}{0,5^4} + \frac{y^4}{b^4} = 1 \Leftrightarrow \frac{(2x-1)^4}{1} + \frac{y^4}{b^4} = 1, \quad (10)$$

де b — звуження лопатки. В такому випадку залежність (6) набуває вигляду:

$$\begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = \pm b \sqrt[4]{1 - (2x-1)^4} = \pm b \sqrt[4]{1 - \cos^4 \theta}. \end{cases} \quad (11)$$

Використання (11) дозволяє одержати прості явні формули для обчислення похідних в (4) та (5).

II) В процесі експлуатації профіль приймає конфігурацію, близьку до крилової, з формуванням загострень на границі зходу потоку з профілю.

В такому випадку для задання функції $f(x)$ або $f(\theta)$ використовується апарат апроксимації або інтерполяції профілю. При цьому слід зазначити, що залежності $f(\theta)$ та $f(x)$ повинні бути достатньо гладкими, з неперервними першими та другими похідними. Крім того, необхідно враховувати вплив на результат апроксимації похибки при визначенні координат точок профілю. Для подолання вказаних проблем пропонується наступний підхід до апроксимації деформованих профілів (рис. 1).

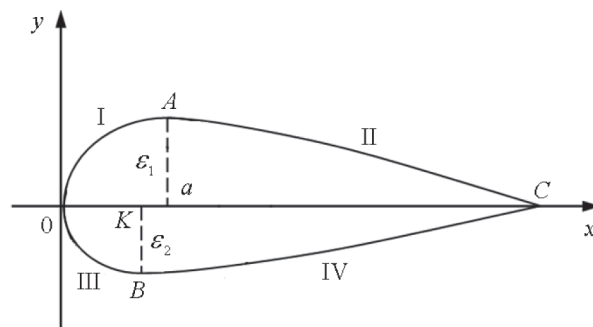


Рис. 1. Схема апроксимації деформованих профілів лопатей

В околі передньої кромки профілю (зони I та III) профіль наближається еліптичною конфігурацією:

$$I: \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = \frac{\varepsilon_1}{a} \sqrt{2xa - x^2}, \end{cases} \quad 0 \leq x \leq a, \quad (12)$$

$$III: \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = -\frac{\varepsilon_2}{K} \sqrt{2xK - x^2}, \end{cases} \quad 0 \leq x \leq K. \quad (13)$$

Залежності (12) та (13) диференціюються з урахуванням (7).

Для апроксимації зон II та IV використовується техніка многочленів Ерміта [2], при цьому в точках А та В відповідні граничні умови задаються умовами (12) та (13), а в точці С передбачається, що $y(C)=0$. З урахуванням вказаного, одержується:

$$\text{II: } \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = \varepsilon_1(x-1)(a_1x^2 + bx + c) - \frac{\varepsilon_1}{a} \frac{(x-a)^2(x-1)}{2(a-1)}, \\ a \leq x \leq 1, \end{cases} \quad (14)$$

$$\text{де } a_1 = \frac{1}{(a-1)^3}; b = \frac{1-3a}{(a-1)^3}; c = \frac{3a^2-3a+1}{(a-1)^3}.$$

$$\text{IV: } \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = -\varepsilon_2(x-1)(a_1x^2 + bx + c) + \frac{\varepsilon_2}{K} \frac{(x-K)^2(x-1)}{2(K-1)}, \\ K \leq x \leq 1, \end{cases} \quad (15)$$

$$\text{де } a_1 = \frac{1}{(K-1)^3}; b = \frac{1-3K}{(K-1)^3}; c = \frac{3K^2-3K+1}{(K-1)^3}.$$

Перевагою такого подання є можливість одержання аналітичних залежностей для визначення похідних в (14)–(15) по змінній θ за формулою (7).

Вказані два підходи до побудови геометрії профілю були реалізовані у вигляді відповідних програмних продуктів, проведено розрахунки для різних конфігурацій профілів елементів конструкції ГПА.

3. Висновки

За результатами розрахунків можна зробити наступні висновки:

- при використанні подання (11) для моделювання деформованого профілю встановлюється, що профіль з затупленими границями має суттєво інші аеродинамічні характеристики, ніж відповідний еліптичний профіль —

коефіцієнт аеродинамічного опору зростає за величиною на порядок незалежно від величини малої піввісі профілю та відповідного кута атаки, причому такий ріст характерний лише для коефіцієнту опору — коефіцієнту підйімальної сили та обертовий момент змінюються мало (табл. 1);

Таблиця 1

Коефіцієнт опору для різних моделей профілю

$\varepsilon_1 = \varepsilon_2$	Модель (11)	Еліпс; $\alpha = 0$	Еліпс; $\alpha = 8$
0,01	–2,63	0,00128	–0,00604
0,014	–3,68	0,00183	0,00119
0,018	–4,73	0,00234	–0,50527
0,022	–5,79	0,00288	0,00149
0,026	–6,84	0,00340	–0,06419
0,03	–7,89	0,00393	–0,52543
0,034	–8,94	0,00445	–0,20294

- використання моделі деформування (12)–(15) дозволяє одержати значення аеродинамічних характеристик профілю, які співпадають з відповідними теоретичними результатами, крім того, вказана модель процесу деформування дозволяє уникнути впливу похибок визначення координат точок профілю;

- використання (12)–(15) фактично задає процедуру згладжування даних, причому розрахунки показують, що результати суттєво залежать від вибору параметрів a ; K ; ε_1 та ε_2 в цих залежностях, які, фактично, можуть виступати в ролі параметрів оптимізації моделі.

Література

1. Флетчер К. Численные методы на основе метода Галёркина [Текст] / К. Флетчер. — М.: Мир, 1988. — 352 с.
2. Самарский А. А. Численные методы [Текст] / А. А. Самарский, А. В. Гулин. — М.: Наука, 1989. — 432 с.
3. Федоренко Р. П. Приближенное решение задач оптимального управления [Текст] / Р. П. Федоренко. — М.: Наука, 1978. — 488 с.

УДК 629.7.036.001

ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Б. Ш. Мамедов

Кандидат технических наук, доцент
Запорожский национальный технический университет
ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які приводять до заглушення двигунів при зльоті, польоті та посадці, до зниження безпеки польотів.

Ключові слова: кінематичний аналіз, тяга турбореактивного двигуна.

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, приводящие к заглушению двигателей при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов.

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга турбореактивного двигателя.

Are looked through the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which come to engine stopping while takeoff, cruise and takedown, to the lowering of the fly security.

Keywords: kinematical analyse, turbojet engine thrust.